

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Приладобудівний факультет
Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Надія БУРАУ

«__» _____ 2020 р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно - інтегровані техно-
логії та системи навігації і керування»**

**спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані техноло-
гії»**

на тему: «Безкарданна курсовертикаль»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ПГ-п71

Куяров Олексій Миколайович _____

Керівник:

Доц., к.т.н., доц.

Аврутов Вадим Вікторович _____

Рецензент:

Доц., к.т.н.

Ківа Ігор Леонідович _____

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації та навігації

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма – «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Надія Бурау

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту

Куярову Олексію Миколайовичу

1. Тема роботи «**Безкарданна курсовертикаль**», керівник роботи Аврутов Вадим Вікторович, канд. тех. наук, доцент, затверджені наказом по університету від «__» _____ 20__ р. № _____

2. **Термін подання** студентом роботи: 05.06.2020 р.

3. **Вихідні дані до роботи:** Прийняти зміну кутів літального апарату гармонічними законами: рискання – амплітуда коливань 1° , частота 0,1 Гц; тангаж – амплітуда коливань $1,5^\circ$, частота 0,15 Гц; крен – амплітуда коливань $0,3^\circ$, частота 0,2 Гц; нахили по кутах крену та тангажу до 60° ; вісь Ox співпадає з подовжною віссю літального апарата, вісь Oy перпендикулярна площині крил та направлена догори, вісь Oz співпадає з поперечною віссю літального апарата та направлена до правого крила.

4. Зміст роботи:

4.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану авіаційних курсовертикалей.

4.2. Скласти закони кінематики приладу – отримати аналітичні вирази кутових швидкостей літального апарата.

- 4.3. Скласти кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова.
- 4.4. Розробити Simulink-модель приладу. Підключити до виходів моделі віртуальні індикатори курсу та горизонту.
- 4.5. Провести моделювання роботи приладу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу:

- 5.1. Сучасні курсовертикалі;
- 5.2. Кінематика літального апарата;
- 5.3. Simulink-модель приладу;
- 5.4. Результати моделювання роботи приладу.

Презентація в форматі Microsoft PowerPoint (*.ppt) або Adobe Acrobat (*.pdf).

6. Дата видачі завдання: 28.03.2020

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану авіаційних курсовертикалей.	10.05.2020	
2.	Скласти закони кінематики приладу – отримати аналітичні вирази кутових швидкостей літального апарата.	01.04.2020	
3.	Скласти кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова.	01.05.2020	
4.	Розробити Simulink-модель приладу. Підключити до виходів моделі віртуальні індикатори курсу та горизонту.	25.05.2020	
5.	Моделювання роботи приладу.	01.06.2020	

Студент

Олексій Куяров

Керівник роботи

Вадим Аврутов

АНОТАЦІЯ

Дипломну роботу виконано на 51 аркушах, вона містить перелік посилань на використані джерела з 19 найменувань, у роботі наведено 45 рисунки та 9 таблиць.

Метою даної дипломної роботи є освітлення теми безкарданна курсовертикаль, її кінематичний розрахунок та побудова Simulink моделі з віртуальними авіаційними приладами.

У роботі проведено аналіз сучасного стану безкарданних курсовертикалей, представлені приклади сучасних систем, означені можливі напрямки їх розвитку та сфер використання, розглянуто причини їх появи.

Для побудови моделі, в роботі вибрана система орієнтації та навігації за кутами Ейлера-Крилова, побудована модель, що реалізує даний метод та проведено випробування системи з порівнянням отриманих даних.

АННОТАЦИЯ

Дипломную работу выполнено на 51 листах, она содержит перечень ссылок на использованные источники с 19 наименованиями, в работе приведены 45 рисунка и 9 таблиц.

Целью данной работы является освещение темы бескарданная курсо-вертикаль, ее кинематический расчет и построение Simulink модели с виртуальными авиационными приборами.

В работе проведен анализ современного состояния бескарданных курсовертикалей, представлены примеры современных систем, указаны возможные направления их развития и сфер использования, рассмотрены причины их появления.

Для построения модели, в работе выбрана система ориентации и навигации по углами Эйлера-Крылова, построенная модель, реализует данный метод, также проведены испытания системы со сравнением полученных данных.

ABSTRACT

The thesis is presented in 51 pages, it contains bibliography of 19 references, 45 figures and 9 tables.

The purpose of this thesis is to cover the topic of attitude and heading reference system (AHRS), its kinematic calculation and construction of Simulink model with virtual aircraft.

The analysis of the current state of AHRS is carried out in the thesis, examples of modern systems are presented, possible directions of their development and spheres of use are marked, the reasons of their occurrence are considered.

To build the model, the system of orientation and navigation at Euler-Krylov angles is chosen, a model is implemented that implements this method and the system is tested with a comparison of the obtained data.

Зміст

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ.....	2
ВСТУП	3
1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ	4
2. КІНЕМАТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК БЕЗКАРДАННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ ТА РІВНЯННЯ В КУТАХ ЕЙЛЕРА-КРИЛОВА.....	20
3. МОДЕЛЬ БЕЗКАРДАННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ З ВІРТУАЛЬНИМИ АВІАЦІЙНИМИ ПРИЛАДАМИ.....	28
ВИСНОВКИ	43
Перелік посилань	44

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

БКВ – безкарданна курсовертикаль.

ЛА – літальний апарат.

БСО – безплатформні системи орієнтації.

ДКШ – датчик кутової швидкості.

ДМ – датчик моменту.

ЛГ – лазерний гіроскоп.

ВОГ – волоконно-оптичний гіроскоп.

ВТГ – хвильовий твердотільний гіроскоп.

ММГ – мікромеханічний гіроскоп.

ІНС – інерціальні навігаційні системи.

БІНС – безплатформні інерціальні навігаційні системи.

ГД – гіроскопічний датчик.

БПЛА – безпілотний літальний апарат.

ВСТУП

Курсовертикаль – це гіроскопічний прилад для вимірювання кутів крену, тангажа та рискання літального апарату.

В курсовертикалі за допомогою гіроскопів витримується опорна система координат, дві осі якої горизонтальні та мають заданий азимутальний напрям. Горизонтування або виставлення курсовертикалі відбувається за допомогою маятникових коректорів або акселерометрів, азимутальне орієнтування за допомогою коректора курсу. Сигнали рискання, крену та тангажу видаються в аналоговій формі або ж у вигляді цифрового коду.

Наступною кроком розвитку, стала курсовертикаль розроблена на основі гіроскопів на нових фізичних принципах – безкарданна курсовертикаль (БКВ).

Безкарданна курсовертикаль вирішила багато проблем звичайної платформної курсовертикалі, наприклад із-за відсутності рухливих елементів, немає похибок, викликаних гіростабілізованою платформою, підвищилась надійність приладу.

1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНИХ КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ

На даний момент часу курсовертикалі широко застосовуються в сучасній авіації. Вони використовуються в пілотажно-навігаційних комплексах ЛА в якості датчиків крену, тангажу та курсу ЛА.

В стандартному вигляді курсовертикаль являє собою гіроскопічний прилад, що складається з акселерометрів та трьох гіроскопів закріплених на гіростабілізованій платформі.

Принцип роботи курсовертикалі заключається в вимірюванні кутів маневру ЛА відносно гіростабілізованої платформи, утримуваної в площині горизонту по сигналам інтегральної корекції від акселерометра, а в азимуті – по напрямку, що задається вільним або коректованим гіроскопом.

Але на даний час найперспективнішими навігаційними системами є безкарданні курсовертикалі (БКВ) або безплатформні системи орієнтації (БСО). В таких системах завдяки гіроскопам на нових фізичних принципах, немає потреби в встановленні платформи, тому вони і називаються безплатформними.

Принципова схема (БСО) представлена на (Рис.1.1)[8].

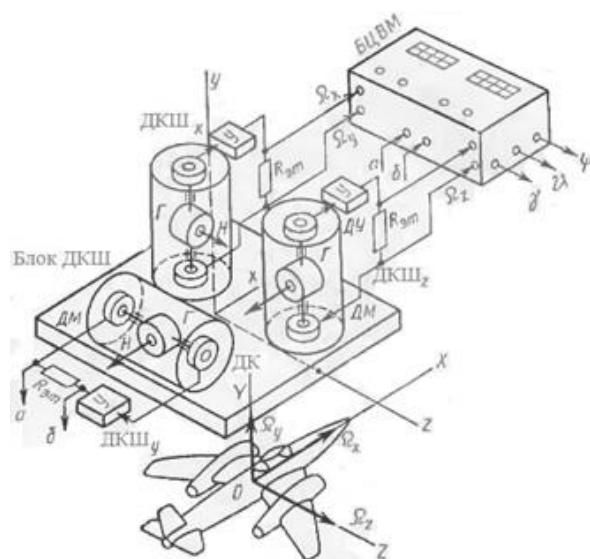


Рис.1.1 Принципова схема БСО на трьох гіроскопічних ДКШ

Одною з основних конкурентних ніш сучасних літальних апаратів це – навігаційні системи, основа роботи яких базується на гіроскопічних датчиках. На даний час є велика кількість різних типів гіроскопічних датчиків, найбільш перспективними є: лазерні гіроскопи (ЛГ), волокно-оптичні (ВОГ), хвильові твердотільні (ВТГ), мікромеханічні гіроскопи (ММГ) [4].

Основними критеріями вибору гіроскопічних датчиків:

- Точність;
- Надійність роботи;
- Енергоспоживання;
- Габаритні розміри;
- Ціна.

В навігаційних системах вони використовуються як датчики кутового положення літака, або індикатору нульового положення гіростабілізованої платформи. Для датчиків лінійних прискорень використовують акселерометри.

Основними задачами будь-якої навігаційної системи є виявлення місцеположення літального апарату в географічних координатах – довготи (λ) та широти (ϕ), швидкості (v) і висоти (h) польоту, кутового положення відносно свого центру маси в інерційному просторі – курсу (ψ), крену (γ), тангажу (θ).

Географічна система координат – ξ, ζ, η , де вісь ξ – співпадає з вісю обертання Землі та направлена на Північ, вісь ζ - лежить в площині екватору ті проходить через Грінвічський меридіан, вісь η лежить в площині екватору в напрямку на Схід. Базовий супровідний тригранник X, Y, Z , відносно якого визначається кутове положення літального апарату рис.1.2, де вісь X - направлена на Схід, вісь Y – направлена на Північ по меридіану, а вісь Z – по вертикалі місцевості [4].

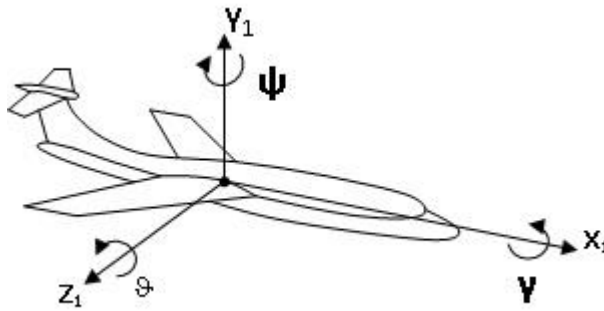


Рис.1.2 Кути орієнтації літака

Інерціальні навігаційні системи поділяються на дві великі групи:

- Платформні (карданні)
- Безплатформні (безкарданні)

Незалежно від типу навігаційної системи інформація про швидкість польоту літального апарату і пройдений шлях знаходиться з показань акселерометрів шляхом інтегрування їх вихідних сигналів – лінійних прискорень.

Але коректність цієї інформації залежить від точності визначення положення осей чутливості акселерометрів щодо заданих в інерціальному просторі базових вимірювальних осей інерціального супроводжуючого тригранника [4].

У платформних навігаційних системах задане положення осей базового супроводжуючого тригранника досягається стабілізацією положення в інерціальному просторі платформи, на якій встановлені акселерометри. Необхідна стабільність положення забезпечується системами автоматичного регулювання трьох рам карданова підвісу, в яких в якості датчиків системи регулювання використовуються, як правило, механічні двох або триступеневі гіроскопи з швидко обертовим ротором, а в якості виконавчого органу – датчики моментів відповідних рам карданова підвісу [4].

На відміну від платформних навігаційних систем, (БСО) завдяки особливостям використовуваних гіроскопів не мають такої великої кількості рухомих, механічних частин, наприклад гіростабілізованої платформи, що знач-

но спрощує конструкцію, зменшує габарити та поліпшує параметр зносу системи.

Розвиток гіроскопічних датчиків призвів практично до витиснення ІНС в традиційному платформному виконанні. До переваг бесплатформених систем в першу чергу слід навести, що вартість серійного виготовлення БІНС нижче, ніж виготовлення платформних ІНС з аналогічною точністю. При цьому БІНС володіє більш високими показниками надійності, напрацювання на відмову платформної ІНС становить 1500 годин, тоді як для БІНС до 10000 годин. Також БІНС менш чутливі до вібраційних та ударних впливів, у зв'язку з тим, що в конструкції немає такого чутливого до механічних впливів вузла як гіростабілізована платформа [2].

Одним з найбільших поштовхів для створення бесплатформних систем стала активна розробка та впровадження гіроскопічних приладів нового покоління. Серед них в авіаційному приладобудуванні використовуються лазерні гіроскопи з випадковим дрейфом близько $10^{-2} \text{ град} / \text{год}$, волоконно-оптичні гіроскопи $10^{-2} \dots 10^{-3} \text{ град} / \text{год}$, твердотільні хвильові гіроскопи в майбутньому очікується $10^{-2} \dots 10^{-3} \text{ град} / \text{год}$ [2].

На даний час розробляється третє покоління гіроскопів, гіроскопи на повільних хвилях, робота яких, базується на ефекті Саньяка (ГЕС), а саме гіроскопи на хвилях де Бройля, атомів та конденсатів Бозе-Ейнштейна, також на квантових властивостях надтекучих рідин [2].

Кожний з представлених вище гіроскопів має свої конструкційні особливості та причини виникнення методичних і інструментальних похибок.

Оптичні, мікро-механічні, твердотільно хвильові та лазерні гіроскопи - це насамперед програмно апаратні комплекси зі складною структурою, котрі включають засоби електроніки та програмне забезпечення [3].

Але не слід думати, що гіроскопи на базі оптичних та кремнієвих технологій повністю відтіснили гіроскопи з обертовим ротором. Доказом цього є велика кількість дослідницької роботи в космічній сфері, наприклад дослід, який був проведений Стенфордським університетом спільно з Національним

космічним агентством США в ході якого за допомогою спеціального космічного апарату(КА) було зроблено виміри деформації простору-часу поблизу Землі. Цей дослід був би неможливий без застосування кріогенних електростатичних гіроскопів з випадковим дрейфом $10^{-11} \text{ град} / \text{год}$ в кількості чотирьох штук для побудови опорної системи координат на борту КА [3].

Вище зазначені системи сприяли розвитку курсовертикалей, а саме зміні типів гіроскопічних датчиківГД на нових фізичних принципах, що і сприяло виникненню безкарданних курсовертикалей або їх ще називають безплатформні курсовертикалі БКВ, які будуються на основі ММГ, ЛГ та ВОГ гіроскопів.

Курсовертикаль призначена для знаходження кутів орієнтації рухомого об'єкта, тобто, для визначення кутів курсу, тангажу і крену (ψ, θ, γ відповідно). Саме ці кути задають взаємну орієнтацію пов'язаного з рухомим об'єктом тригранника по відношенню до географічного тригранника.[4]

У безплатформної курсовертикалі БКВ датчики кутової швидкості вимірюють проекції абсолютної кутової швидкості рухомого об'єкту на осі пов'язаного тригранника. Тому, в БКВ необхідно в кожен момент часу знати матрицю переходу від пов'язаного тригранника до географічного тригранника, елементи якої однозначно визначають кути орієнтації об'єкта. Дана матриця напрямних косинусів є аналітичним образом гіростабілізованої платформи. Гіроплатформа матеріалізує платформний тригранник, який в умовах ідеальної роботи співпадає з географічним тригранником [4].

На (Рис.1.3) розглянуто реально існуючу пілотажно-навігаційну систему на (ВОГ) гіроскопах під назвою LCR-100 від компанії LITEF [5].



Рис.1.3 Пілотажно-навігаційна система LCR-100

Ця система має такі технічні характеристики (Таб.1.1)

Таб.1.1 Технічні характеристики LCR-100 [5]

Габаритні розміри LCR-100, мм	278 x 102 x 128
Час готовності, с	60 с
Напруга живлення, В	28 В
Споживна потужність, Вт	26 Вт
Надійність, год	> 15000 год
Крен, град.	0.2°
Тангаж град.	0.2°
Маса, кг	2.7 кг

В порівняння візьмемо пілотажно-навігаційну систему Lodestar 500 (Рис.1.4), що розроблена на базі кільцевого лазерного гіроскопу компанією Sonardyne International [6].



Рис.1.4 Система орієнтації Lodestar 500

Технічні характеристики Lodestar 500 представлені нижче (Таб.1.2)

Таб.1.2 Технічні характеристики Lodestar 500 [6]

Габаритні розміри Lodestar 500, мм	260×205×205
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	20-50 В
Споживна потужність, Вт	15 Вт
Надійність, год	400000 год
Крен, град	0.01°
Тангаж, град	0.01°
Маса, кг	18.5 кг

При їх порівнянні не зважаючи на характеристики точності, відразу помітна значна різниця в розмірах та вазі платформної та безплатформної систем.

Для наочності приведено в приклад системи різних виробників, а саме системи орієнтації та навігації AHRS-II-P Professional компанії Inertial Labs та КомпаНав-2М компанії ТеКнол відповідно (Рис.1.5, Рис.1.6).

Система АНRS-II-P (Рис.1.5), технічні характеристики для порівняння приведені в (Таб.1.3)[11].



Рис.1.5 Система орієнтації та навігації АНRS-II-P

Таб.1.3 Технічні характеристики АНRS-II-P[11]

Габаритні розміри АНRS-II-P, мм	120×50×53
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	9-36 В
Споживна потужність, Вт	1.4 Вт
Надійність, год	> 16000 год
Точність крен, град	0.08°
Точність тангаж, град	0.08°
Маса, кг	0.280 кг

Система КомпаНав-2М (Рис.1.6), технічні характеристики для порівняння приведені в (Таб.1.4)[12].



Рис.1.6 Система орієнтації та навігації Компанав-2М

Таб.1.4 Технічні характеристики Компанав-2М

Габаритні розміри Компанав-2М,мм	147×80×58
Час готовності, с	30 с
Напруга живлення, В	12-27 В
Споживна потужність, Вт	3 Вт
Надійність, год	12000 год
Точність крен, град	0.6°
Точність тангаж, град	0.6°
Маса, кг	0.7 кг

Далі представлено ще декілька систем орієнтації та навігації від різних виробників і різними типами датчиків.

Система VN-100 Rugged (Рис.1.7), на базі МЕМС датчиків, від компанії VectorNav Technologies, технічні характеристики для порівняння приведені в (Таб.1.5)[17].



Рис.1.7 Система орієнтації та навігації VN-100 Rugged

Таб.1.5 Технічні характеристики VN-100 Rugged

Габаритні розміри VN-100 Rugged,мм	9×36×33
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	4.5-5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.22 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	1°
Точність тангаж, град	1°
Маса, кг	0.015 кг

Система орієнтації та навігації Lodestar 300 (Рис.1.8), на базі кільцевого лазерного гіроскопу, вироблена компанією Sonardyne International, технічні характеристики системи представлені в (Таб.1.6)[18].



Рис.1.8 Система орієнтації та навігації Lodestar 300

Таб.1.5 Технічні характеристики Lodestar 300

Габаритні розміри Lodestar 300,мм	260×205×205
Час готовності, с	10 с
Напруга живлення, В	20 - 50 В
Споживна потужність, Вт	15 Вт
Надійність, год	4000000 год
Точність крен, град	0.01°
Точність тангаж, град	0.01°
Маса, кг	18.5 кг

Система орієнтації та навігації VN-100 SMD (Рис.1.9), на базі мікро-механічного гіроскопу, вироблена компанією VectorNav Technologies, технічні характеристики системи представлені в (Таб.1.7)[19].

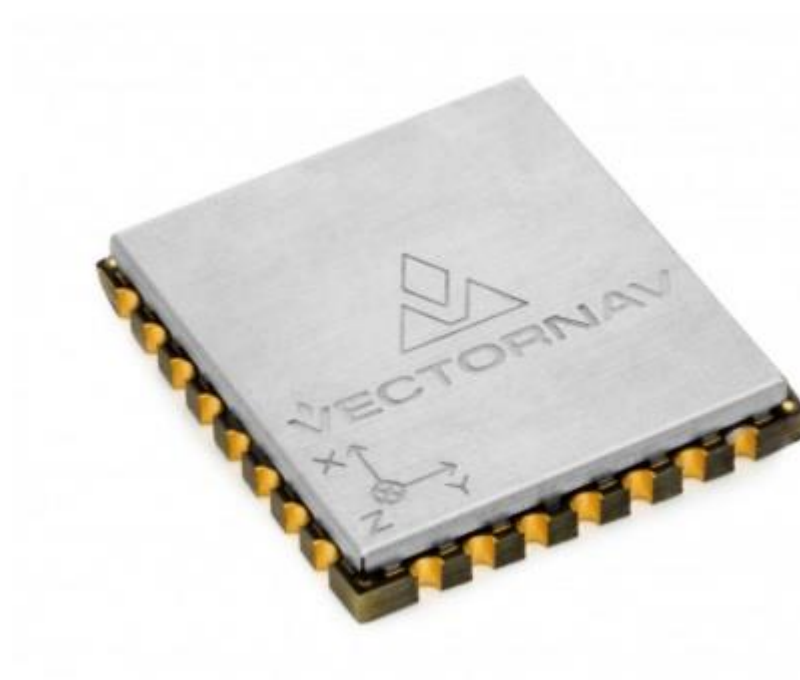


Рис.1.9 Система орієнтації та навігації VN-100 SMD

Таб.1.6 Технічні характеристики VN-100 SMD

Габаритні розміри VN-100 SMD,мм	3×22×24
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	3.5 – 5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.185 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	1°
Точність тангаж, град	1°
Маса, кг	3.5 кг

Система орієнтації та навігації AHRS440 (Рис.1.9), на базі мікро-механічного гіроскопу, вироблена компанією ACEINNA, технічні характеристики системи представлені в (Таб.1.7).



Рис.1.10 Система орієнтації та навігації AHRS440

Таб.1.6 Технічні характеристики AHRS440

Габаритні розміри AHRS440,мм	95×76×76
Час готовності, с	-
Напруга живлення, В	3.5 – 5.5 В
Споживна потужність, Вт	0.198 Вт
Надійність, год	-
Точність крен, град	0.2°
Точність тангаж, град	0.2°
Маса, кг	0.530 кг

В Таб.1.8 представлено порівняння технічних характеристик БКВ різних моделей та виробників.

Таб.1.8 Порівняння технічних характеристик БКВ

	VN-100 Rugged	Lodestar 300	Компа- Нав-2М	AHRS- II-P	Lodestar 500	LCR-100
Габаритні розміри, мм	9×36×33	260×205×205	147×80×58	120×50×53	260×205×205	278×102×128
Час готовності, с	-	10	30	10	10	60
Напруга живлення, В	4.5-5.5	20 - 50	12-27	9-36	20-50	28
Споживна потужність, Вт	0.22	15	3	1.4	15	26
Надійність, год	-	4000000	12000	16000	400000	15000
Точність крен, град	1°	0.01°	0.6°	0.08°	0.01°	0.2°
Точність тангаж, град	1°	0.01°	0.6°	0.08°	0.01°	0.2°
Маса, кг	0.015	18.5	0.7	0.280	18.5	2.7

Також з бурхливим розвитком безпілотної авіа техніки виникла необхідність оснащення таких апаратів, навіть для цивільного призначення, засобами автономної навігації, а саме безплатформними курсовертикалями. Використання платформних навігаційних систем відпадає, через обмеження в габаритах, та масі встановленого оснащення, для зберігання максимальної можливої корисної ваги [7].

Встановлення БКВ на безпілотники це одна з складових створення інтелектуальної авіоніки, що буде орієнтувати БПЛА навіть при відсутності сигналу від пункту керування або від супутникових систем. Створення таких систем не тільки поліпшить виконання БПЛА військових, рятувальних та охоронних задач, а й дозволить його більш гнучке використання в цивільній

сфері. Вже багато компаній проводять експерименти по використанню БПЛА для доставки різних малогабаритних вантажів, але однією з проблем є орієнтування БПЛА при відсутності сигналу, що заважає його використанню у густо-забудованих містах або в віддалених регіонах, чи при негоді [10].

Також слід відмітити, що в багатьох інших країнах також ведеться активний розвиток систем орієнтації, а саме розробку мініатюрних та більш дешевих систем [10].

Як приклад розглянемо розробку високоточної системи вимірювання кутів крену та тангажу, на базі дешевих гіроскопів і акселерометрів [10]. Ця система була розроблена для різних типів БПЛА, наприклад: коптерів, дронів та інших типів безпілотних літальних апаратів [10].

Інерціальні вимірювальні пристрої зазвичай видають данні об орієнтації, які виражені кутами Ейлера або кватерніонами, в частотному вигляді [13], [14].

Дані про орієнтацію використовуються багатьма видами рухомих об'єктів, такими як: мобільні роботи, дрони [15] та інші.

Важливо розуміти, що чим вища частота отримуваних даних тим краще, особливо для різнотипних БПЛА, бо для них суттєва проблема точної орієнтації, яка напряду впливає на їх стабільність та керованість. Також не слід забувати, що якість та швидкість оновлень даних також важливі [10].

Всім цим вимогам задовольняють лише досить дорогі системи орієнтації, бо більш дешеві версії не можуть забезпечити такі високі характеристики точності та чистоти сигналу.

Але завдяки фільтру Калмана рис.1.11 можна значно поліпшити вихідні дані дешевих гіроскопів та акселерометрів, очистивши їх до належного рівня.

Фільтр Калмана – це найпотужніший спосіб фільтрації даних, основою його принципу є те, що при фільтрації використовується фізика самого явища [16].

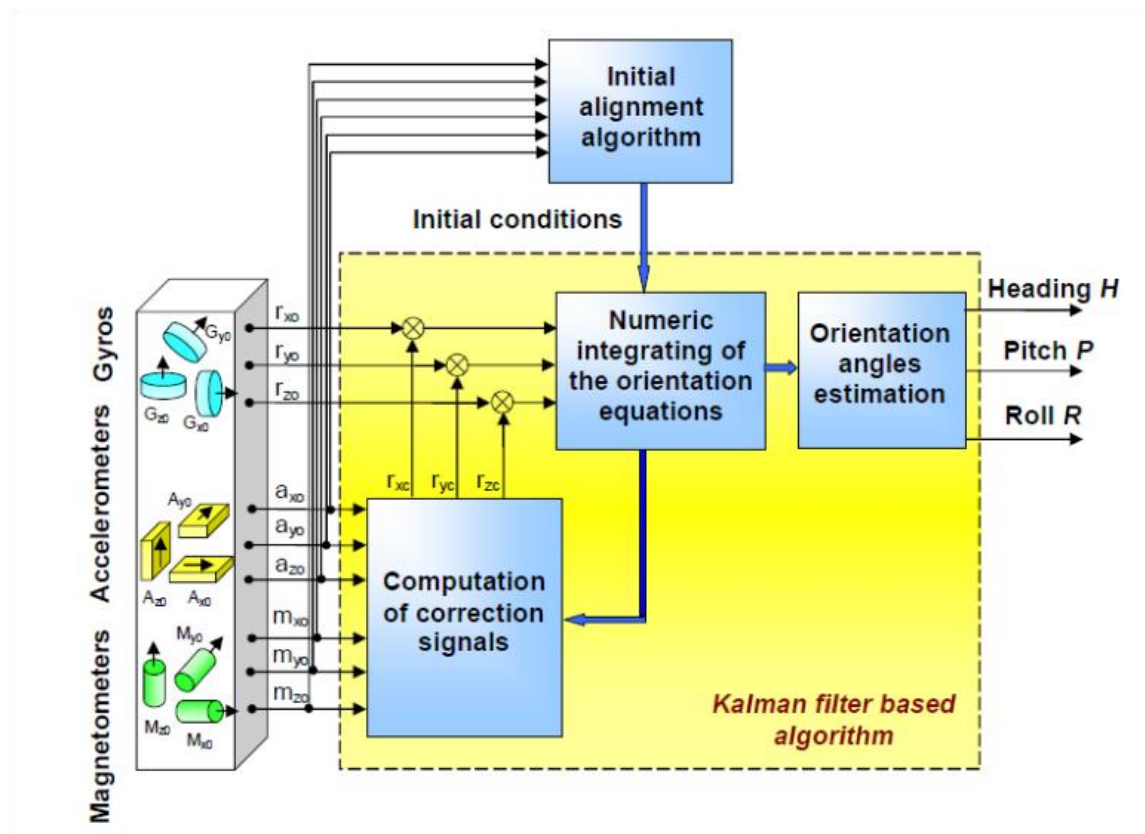


Рис.1.11 Структурно-функціональна схема БКВ, компанії Innalabs.

В узагальнення можна додати, що сучасний стан авіаційних курсовертикалей – це насамперед наслідок входження в еру широкого використання гіроскопів на нових фізичних принципах, та новітніх способів фільтрації даних, що дозволяє не тільки збільшувати точність та автономність таких систем, а й зменшити їх габарити та вартість [10].

2. КІНЕМАТИЧНИЙ РОЗРАХУНОК БЕЗКАРДАННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ ТА РІВНЯННЯ В КУТАХ ЕЙЛЕРА-КРИЛОВА

Для знаходження кутових швидкостей літального апарату розглянемо задачу визначення кутів орієнтації ЛА відносно географічної системи координат. Ці кути визначимо наступним чином (Рис.2.1). Для цього введемо тригранник $OXYZ$, ребра якого направимо вздовж будівельних осей ЛА. Вісь OX співпадає з поздовжньою віссю ЛА і направлена до носу, а вісь OZ співпадає з поперечною віссю ЛА і направлена в сторону правого крила, а вісь OY перпендикулярна площині крил і направлена вгору [9].

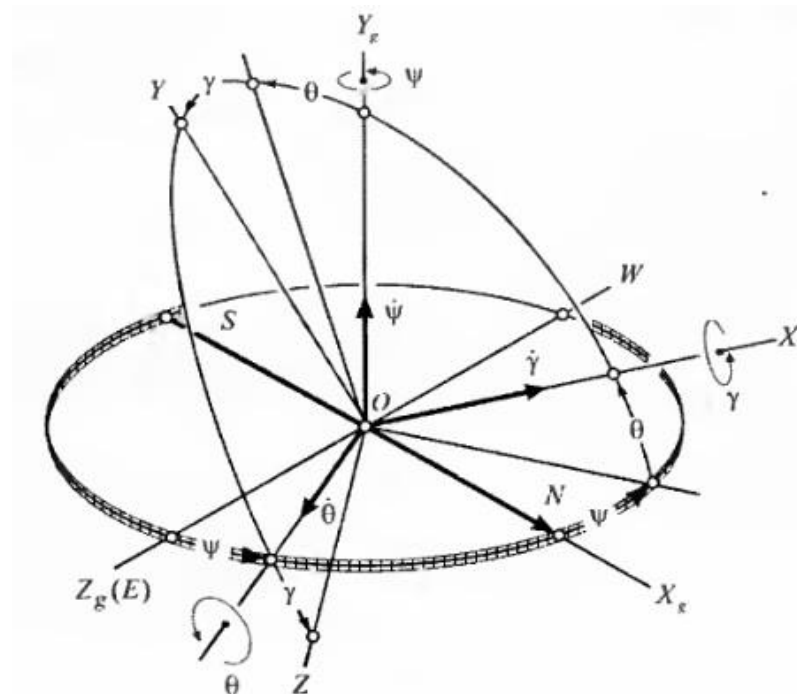


Рис.2.1 Взаємне положення зв'язаної та географічної системи координат

Положення будівничих осей ЛА (Рис.2.1) відносно географічного тригранника визначається за трьома кутами, назва яких, кути рискання, тангажу та крену. Кут рискання - ψ кут, відлічуваний в горизонтальній площині OX_gZ_g від осі OX_g проти ходу годинникової стрілки до проекції повздовжньої осі об'єкта на цю площину. Кут тангажу θ відлічують в вертикальній площині між віссю OX та її проекцією на горизонтальну площину. Кут крену γ

відлічується в поперечній площині між віссю OZ та лінією пересічення вказаної площини з площиною горизонту. Коли праве крило ЛА знаходиться нижче горизонтальної площини, то крен вважається позитивним. Кути орієнтації ψ, θ, γ називаються літаковими кутами чи кутами Ейлера – Крилова.

Визначимо матриці направляючих косинусів для переходу від географічної системи координат $OX_g Y_g Z_g$ до зв'язаної $OXYZ$, прийнявши до уваги, що на початку тригранники $OX_g Y_g Z_g$ та $OXYZ$ співпадали. Перший поворот тригранника $OXYZ$ проходить навколо осі OY_g на кут ψ проти ходу годинникової стрілки, якщо спостерігати за цим переміщенням з позитивного кінця осі OY_g . При цьому тригранник $OXYZ$ займає деяке проміжне положення $OX'Y'Z'$ (Рис.2.2) [9].

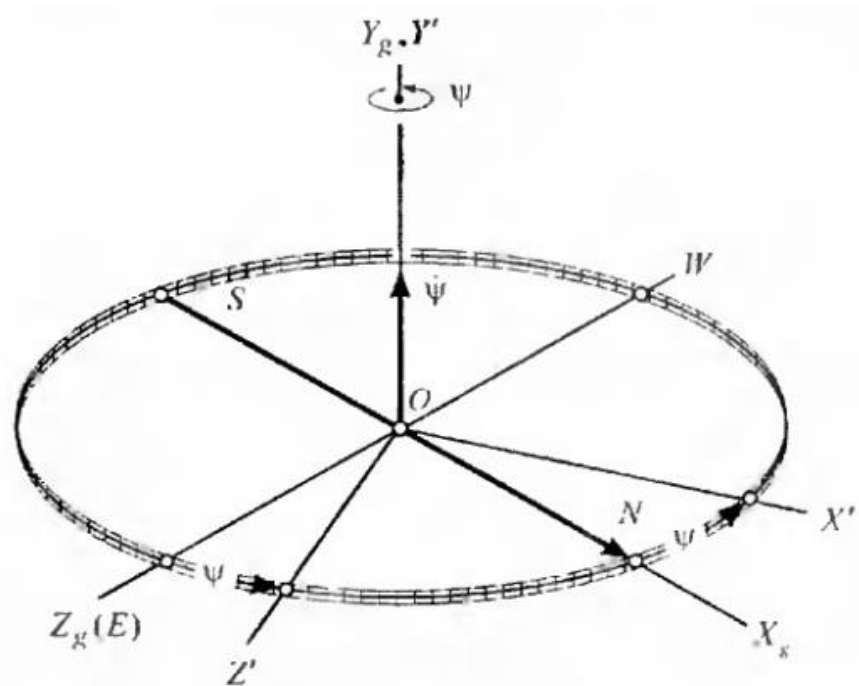


Рис.2.2 Поворот на кут рискання (ψ)

З (Рис.2.2) слідує, що таблиця напрямних косинусів (Таб.2.1) має вигляд:

Таб.2.1 Таблица напрямних косинусів

	X_g	Y_g	Z_g
X'	$\cos \psi$	0	$-\sin \psi$
Y'	0	1	0
Z'	$\sin \psi$	0	$\cos \psi$

В відповідності з таблицею напрямних косинусів (Таб.2.1) введемо квадратну матрицю розмірністю 3×3 [9].

$$A_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Матрицю A_ψ можна ототожнити з деяким лінійним оператором, який діючи на координатний тригранник $OX_gY_gZ_g$, переводить його в тригранник $OX'Y'Z'$. Описати це можна символьним виразом :

$$[X'Y'Z'] = A_\psi [X_gY_gZ_g] \quad (2.2)$$

До того ж, символи X', Y', Z' та X_g, Y_g, Z_g можна трактувати як координати вектору, заданого відповідно в системах координат $X'Y'Z'$ і $X_gY_gZ_g$ [9].

Для аналізу кутових переміщень використаємо умовний запис запропонований О.Ю. Ішлінським, яка стосовно розглянутого переміщення має вигляд:

$$OX_gY_gZ_g \xrightarrow[\psi]{Y_g, Y'} OXYZ$$

В даному записі стрілка показує з якого вихідного положення і в яке наступне положення переходить тригранник. Над стрілкою приводяться дві співпадаючі осі, навколо яких відбувається кінцевий поворот, а під стрілкою кут цього повороту ψ .

Другий поворот на кут θ (Рис.2.3) проведемо навколо відносно проміжної осі OZ' проти ходу годинникової стрілки [9].

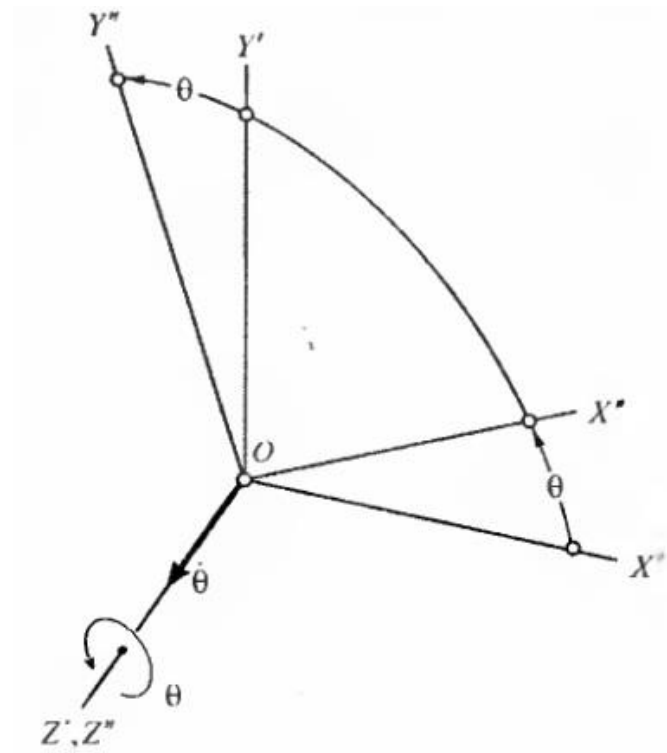


Рис.2.3 Поворот на кут тангажа

Користуючись методом першого повороту, введемо матрицю напрямних косинусів

$$A_{\theta} = \begin{matrix} & \begin{matrix} X' & Y' & Z' \end{matrix} \\ \begin{matrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{matrix} & \left\| \begin{array}{ccc} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{array} \right\| \end{matrix} \quad (2.3)$$

Останній поворот виконаємо на кут крену γ навколо осі OX'' , яка одночасно являється повздовжньою віссю ЛА (Рис.2.4).

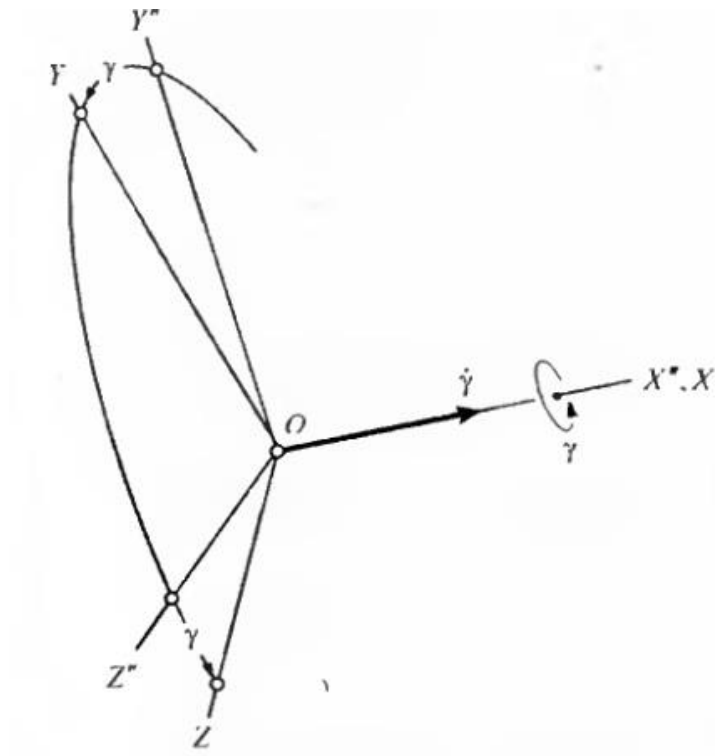


Рис.2.4 Поворот на кут крену

Третій поворот переводить тригранник $OX_gY_gZ_g$ в кінцеве положення $OXYZ$. Матриця повороту матиме вигляд:

$$A_\gamma = \begin{matrix} & \begin{matrix} X'' & Y'' & Z'' \end{matrix} \\ \begin{matrix} X \\ Y \\ Z \end{matrix} & \left\| \begin{matrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{matrix} \right\| \end{matrix} \quad (2.4)$$

Повний ланцюг перетворень виглядає наступним чином:

$$OX_gY_gZ_g \xrightarrow[\psi]{Y_g, Y'} OX'Y'Z' \xrightarrow[\theta]{Z', Z''} OX''Y''Z'' \xrightarrow[\gamma]{X'', X} OXYZ$$

$$[XYZ] = A_\gamma [X'Y'Z'] = A_\gamma A_\theta A_\psi [X_g Y_g Z_g] \quad (2.5)$$

Введемо позначення $A = A_\gamma A_\theta A_\psi$, де матриця A являється шуканою матрицею перетворення від тригранника $OX_g Y_g Z_g$ до $WXYZ$

$$A = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta & -\cos \theta \sin \psi \\ -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \cos \theta & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi \\ \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi & -\sin \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Так як в алгоритмах безплатформних систем навігації виконується перетворення інформації з зв'язаного тригранника в географічну систему координат, розглянемо обернену матрицю

$$[X_g Y_g Z_g] = A^{-1} [XYZ] \quad (2.7)$$

Матриці напрямлених косинусів являються ортогональними, тобто для них виконується рівність

$$A^{-1} = A^T \quad (2.8)$$

де T – це символ транспонування.

Введемо матрицю $C = A^T$, яка на основі (2.6) має наступний вигляд

$$C = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \gamma \cos \psi \sin \theta + \sin \gamma \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \sin \theta + \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi \sin \theta + \sin \gamma \cos \psi & -\sin \gamma \sin \psi \sin \theta + \cos \gamma \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Таким чином, матриця C виконує перехід від зв'язаного тригранника $WXYZ$ до географічного $OX_g Y_g Z_g$

$$\begin{bmatrix} X_g & Y_g & Z_g \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} X & Y & Z \end{bmatrix}$$

Знайдемо проекції вектору абсолютної кутової швидкості зв'язаного тригранника на свої ребра. В відповідності з послідовністю поворотів (2.5), маємо

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = A_\gamma A_\theta A_\psi \begin{bmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{bmatrix} + A_\gamma A_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + A_\gamma \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

де $\omega_{Xg}, \omega_{Yg}, \omega_{Zg}$ – проекції абсолютної кутової швидкості географічної системи координат на відповідні осі.

Рівність (2.10) з урахуванням матриць C, A_γ та A_ψ може бути переписано в вигляді

$$\begin{bmatrix} \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix} = C^T \begin{bmatrix} \omega_{Xg} \\ \omega_{Yg} \\ \omega_{Zg} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \gamma \cos \theta \\ -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Перший доданок правої частини (2.11) являє собою переносну кутову швидкість зв'язаного тригранника, а друге – відносну. Для того, щоб визначити параметри орієнтації ЛА необхідно алгоритмічно зкомпенсувати складові переносної кутової швидкості, які викликані обертанням Землі та переміщенням ЛА вздовж її поверхні. Ці складові виробляються на основі показань акселерометрів. Якщо ж ці показники зкомпенсовані, тоді проекції кутової швидкості тригранника $OXYZ$ відносно географічної системи координат $OX_gY_gZ_g$ мають вигляд [9]

$$\left. \begin{aligned} \omega_X^{вiдн} &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta; \\ \omega_Y^{вiдн} &= \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \gamma \cos \theta; \\ \omega_Z^{вiдн} &= -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \theta + \dot{\theta} \cos \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (2.12)$$

Вирішуючи рівняння (2.12) відносно $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\gamma}$ отримаємо систему рівнянь вигляду

$$\left. \begin{aligned} \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} [\omega_Y^{вiдн} \cos \gamma - \omega_Z^{вiдн} \sin \gamma]; \\ \dot{\theta} &= \omega_Y^{вiдн} \sin \gamma + \omega_Z^{вiдн} \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} &= \omega_X^{вiдн} - \operatorname{tg} \theta [\omega_Y^{вiдн} \cos \gamma - \omega_Z^{вiдн} \sin \gamma]. \end{aligned} \right\} \quad (2.13)$$

Рівняння (2.13) – це кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова. Якщо, проінтегрувати систему диференціальних рівнянь (2.13) чисельними методами, в результаті отримаємо параметри орієнтації ψ, θ, γ [9].

3. МОДЕЛЬ БЕЗКАРДАННОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ З ВІРТУАЛЬНИМИ АВІАЦІЙНИМИ ПРИЛАДАМИ

Спочатку в Simulink було створено три джерела сигналу, рискання, тангаж, крен, відповідно (ψ, θ, γ) , з такими значеннями:

а) рискання (ψ) : амплітуда коливань 1° , частота $0,1$ Гц;

б) тангаж (θ) : амплітуда коливань $1,5^\circ$, частота $0,15$ Гц;

в) крен (γ) : амплітуда коливань $0,3^\circ$, частота $0,2$ Гц.

Далі я створив підсистему «Форм. проєкцій вект. кутов. шв. за кутами Ейлера-Крилова» рис.3.1..

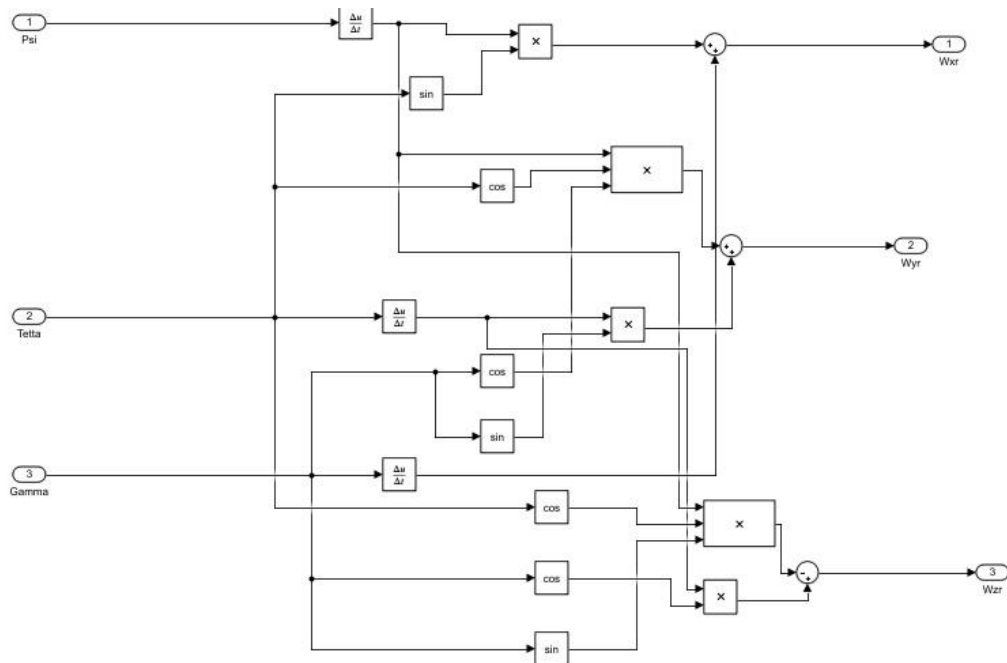


Рис.3.1 Підсистема формування проєкцій векторів відносної кутової швидкості з кутів Ейлера-Крилова

Ця підсистема основана на вирішенні системи рівнянь (2.12), за допомогою цього алгоритму відбувається перетворення кутів Ейлера-Крилова в проєкції векторів відносної кутової швидкості.

Відповідно для реалізації алгоритму з кутами Ейлера-Крилова, потрібно вирішити обернену задачу, а саме систему рівнянь (2.13), з цього слідує алгоритм підсистеми «Алгоритм ор. з кутами Ейлера-Крилова» рис.3.2.

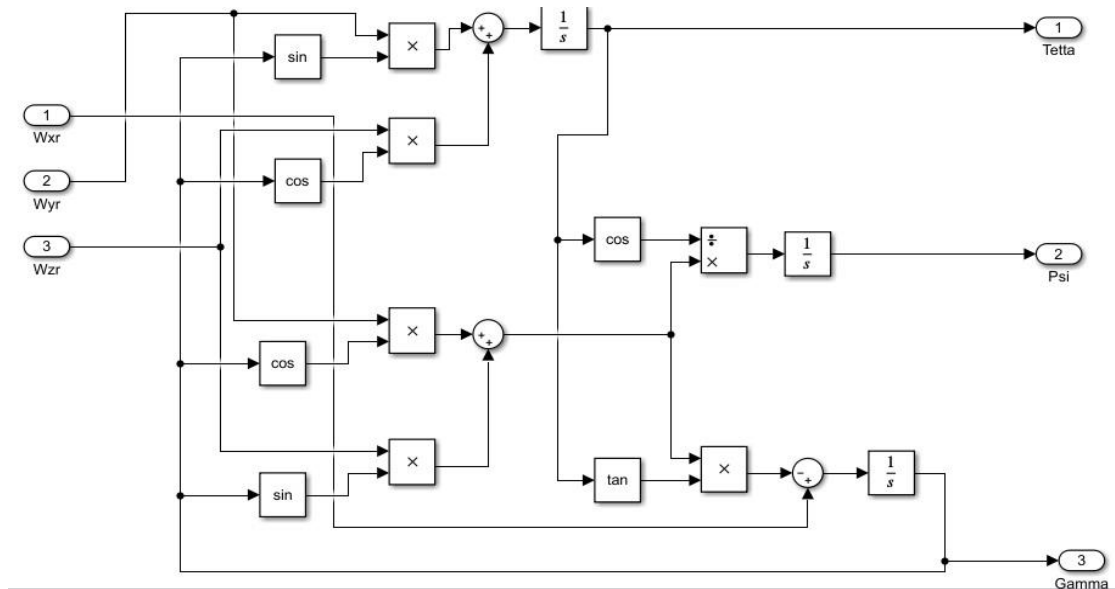


Рис.3.2 Алгоритм орієнтації з кутами Ейлера-Крилова

З'єднавши обидві підсистеми між собою, та підключивши їх до джерел сигналу, було підключено віртуальні індикатору курсу (Рис.3.3 б) та горизонту (Рис.3.3 а). Також для перевірки коректності роботи системи підключено елементи для побудови графіків «Score».

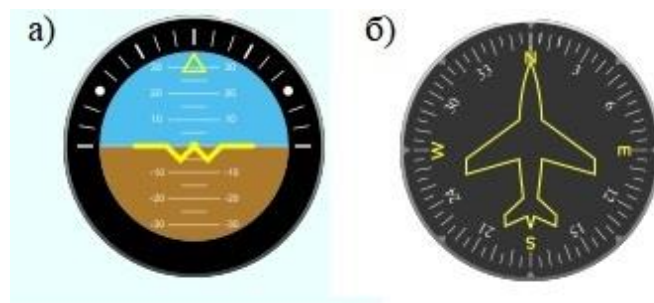


Рис.3.3 Віртуальні авіаційні прилади

Загальна модель має вигляд рис.3.4

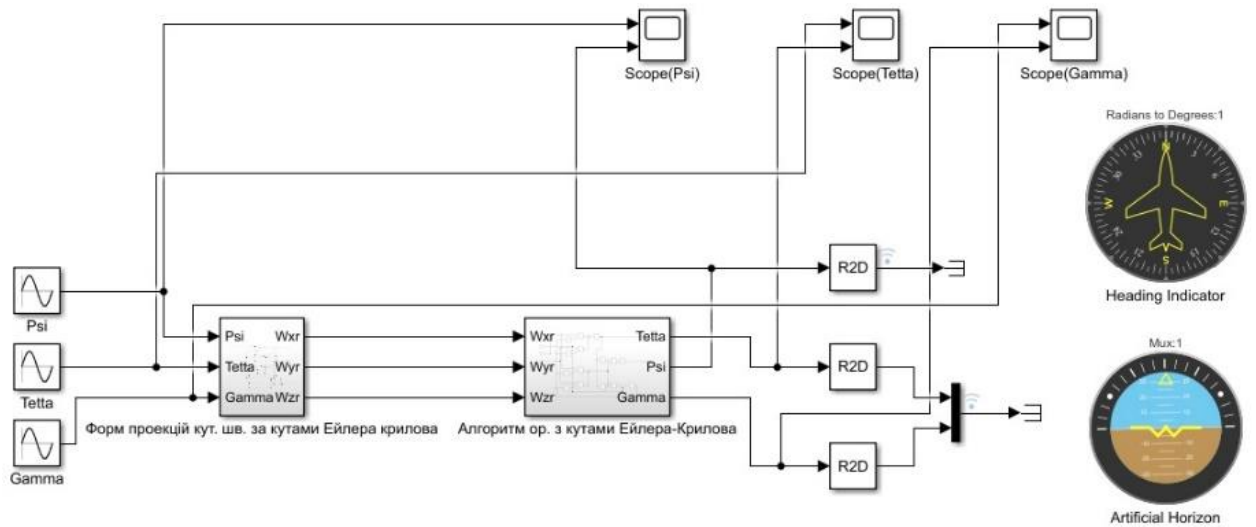


Рис.3.4 Simulink модель БКВ

Перше моделювання було проведено при таких параметрах:

Значення джерел:

а) ристання (ψ): амплітуда коливань 1° , частота $0,1$ Гц;

б) тангаж (θ): амплітуда коливань $1,5^\circ$, частота $0,15$ Гц;

в) крен (γ): амплітуда коливань $0,3^\circ$, частота $0,2$ Гц.

Інтегратор – ode23.

Час моделювання:

1. 10 секунд;
2. 100 секунд;
3. 1000 секунд.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 10 секундах:
рис.3.5, рис.3.6, рис.3.7..

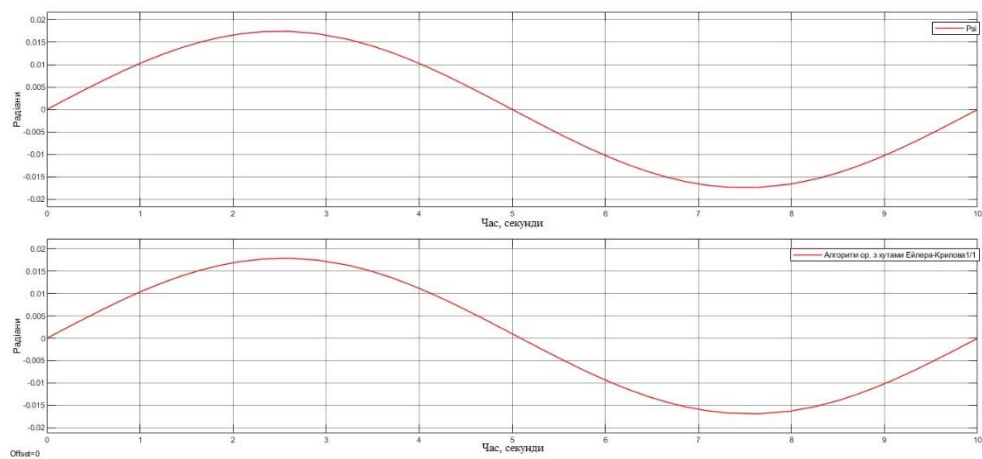


Рис.3.5 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

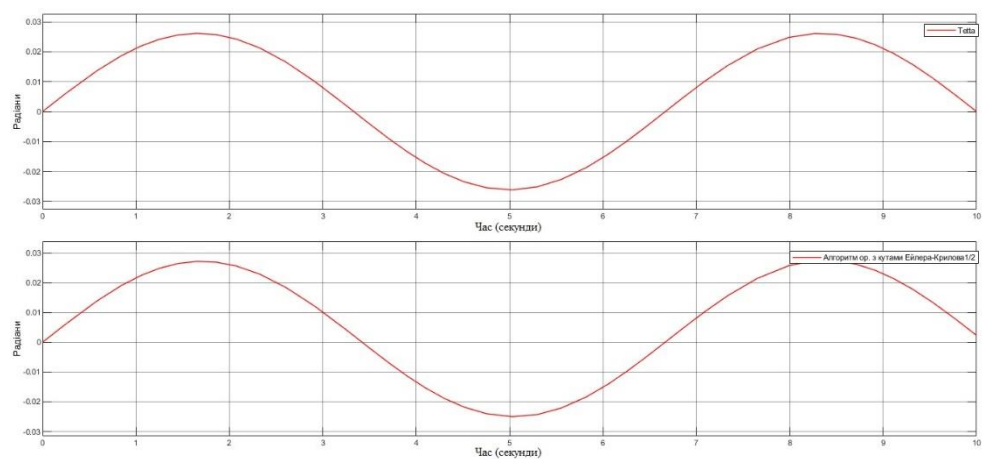


Рис.3.6 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

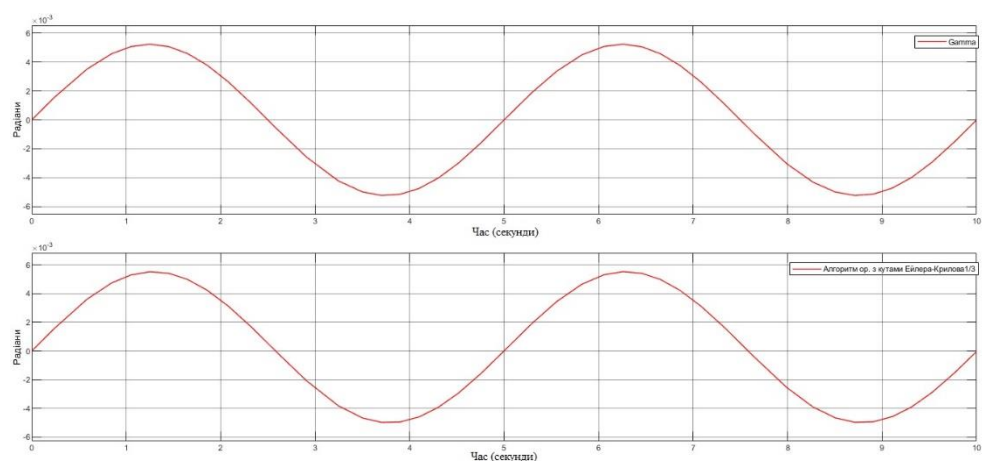


Рис.3.7 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При порівнянні вхідних та вихідних характеристик при часі моделювання 10 секунд різниці в графіках ψ, θ, γ не виявлено.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 100 секундах: рис.3.8, рис.3.9, рис.3.10..

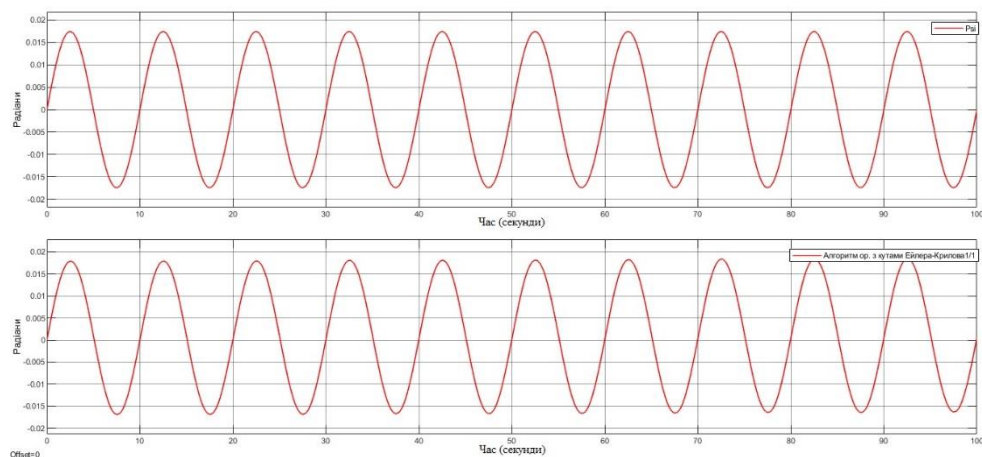


Рис.3.8 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

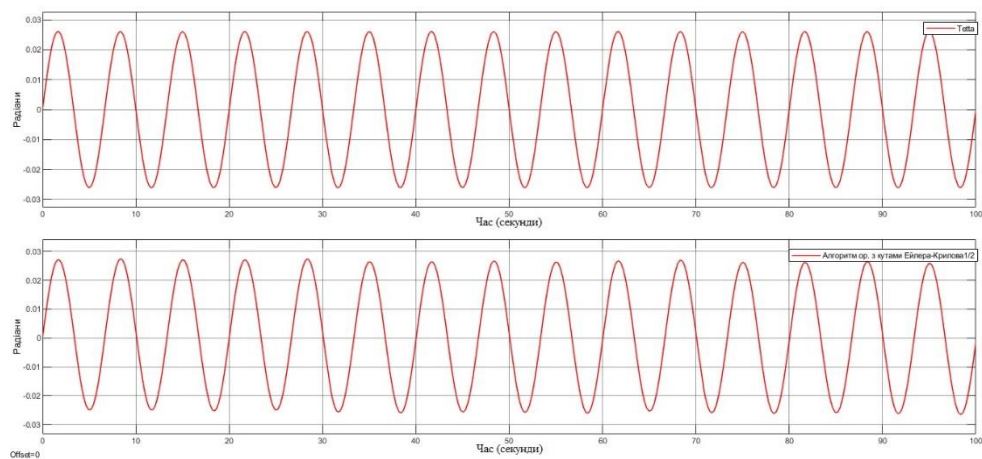


Рис.3.9 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

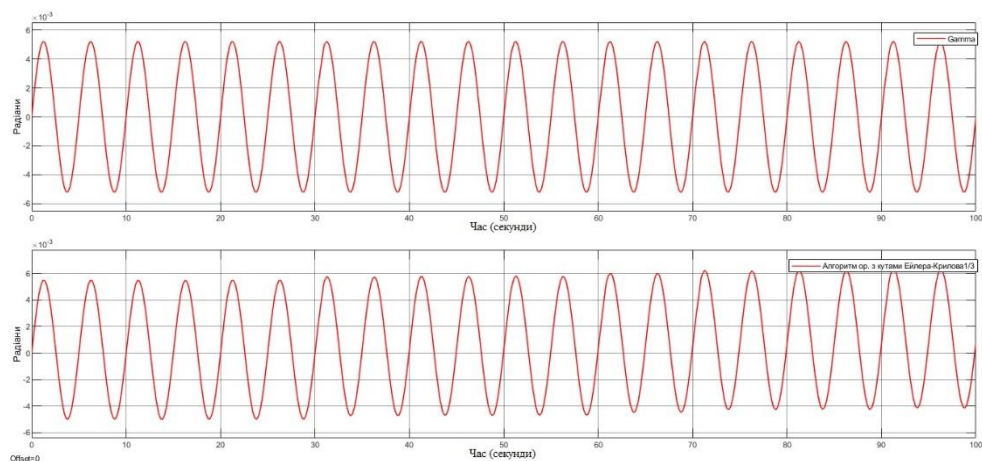


Рис.3.10 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При порівнянні вхідних та вихідних даних при часі моделювання 100 секунд ми спостерігаємо помітні зміни на рис.3.10 в вихідних значеннях кута γ після 30 секунди моделювання, на графіках рис.3.8, рис.3.9 видимих відхилень не знайдено.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 1000 секундах: рис.3.11, рис.3.12, рис.3.13..

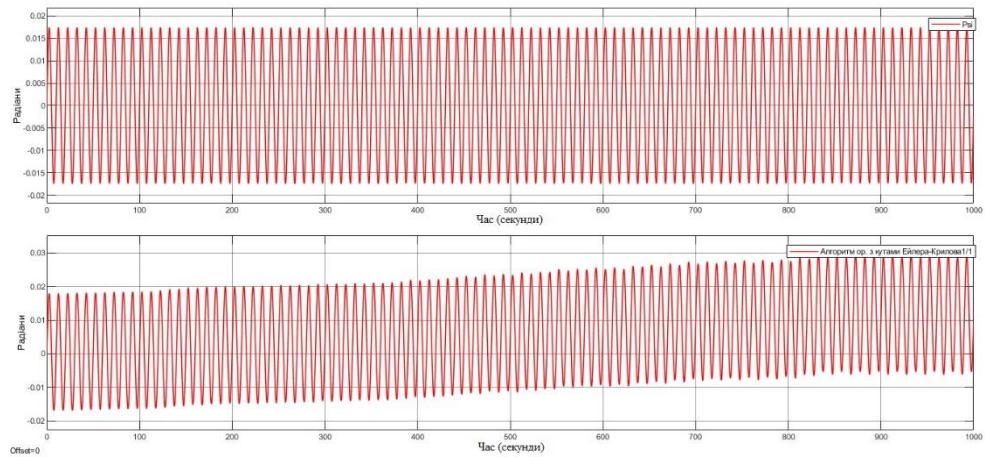


Рис.3.11 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

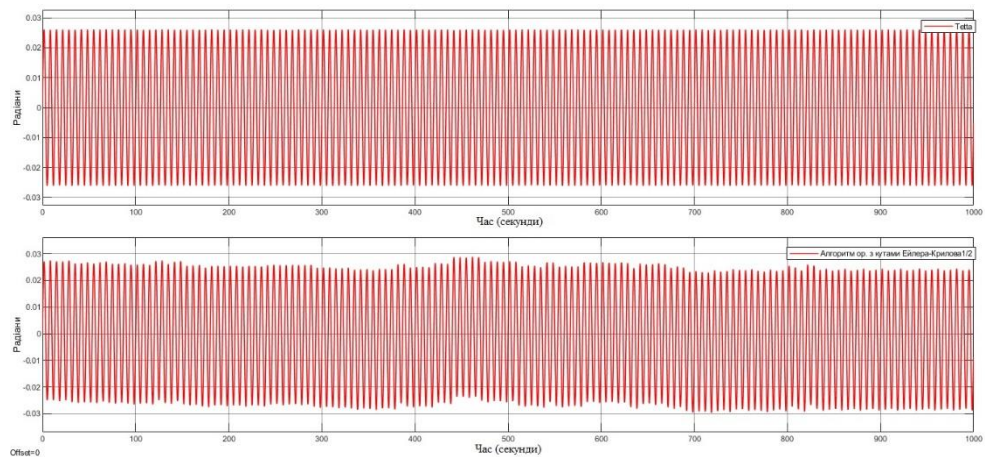


Рис.3.12 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

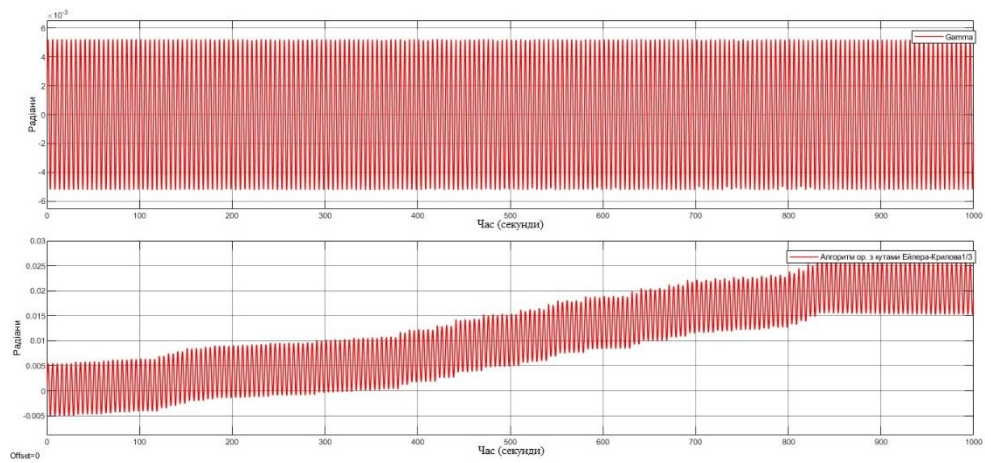


Рис.3.13 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При часі інтегрування 1000 секунд відхилення вихідних значень помітне вже на всіх графіках, а саме рис.3.11 відхилення вихідного значення починає спостерігатись з 100 секунди моделювання, рис.3.12 відхилення починається з 1 секунди моделювання, на рис.3.13 відхилення спостерігається найкраще, також починаючись з 1 секунди моделювання.

В другому моделюванні було змінено інтегратор на ode45 та проведено його при ідентичних умовах.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 10 секундах: рис.3.14, рис.3.15, рис.3.16..

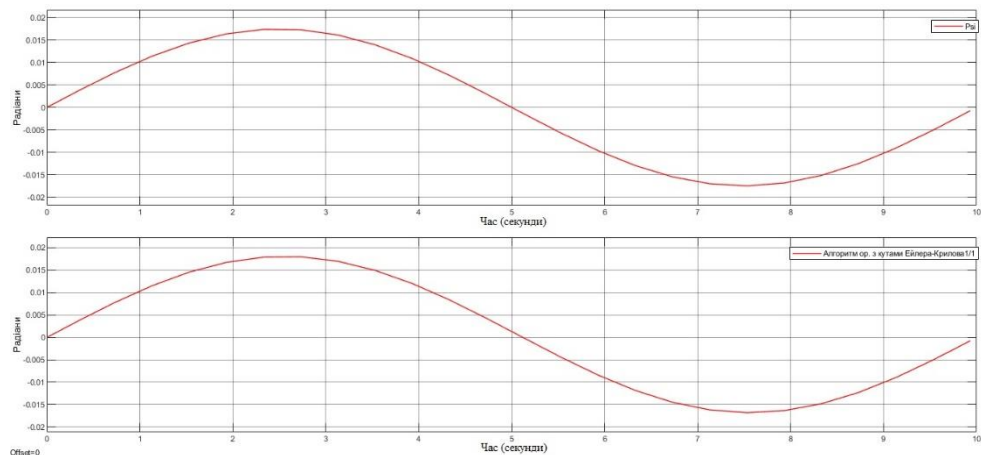


Рис.3.14 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

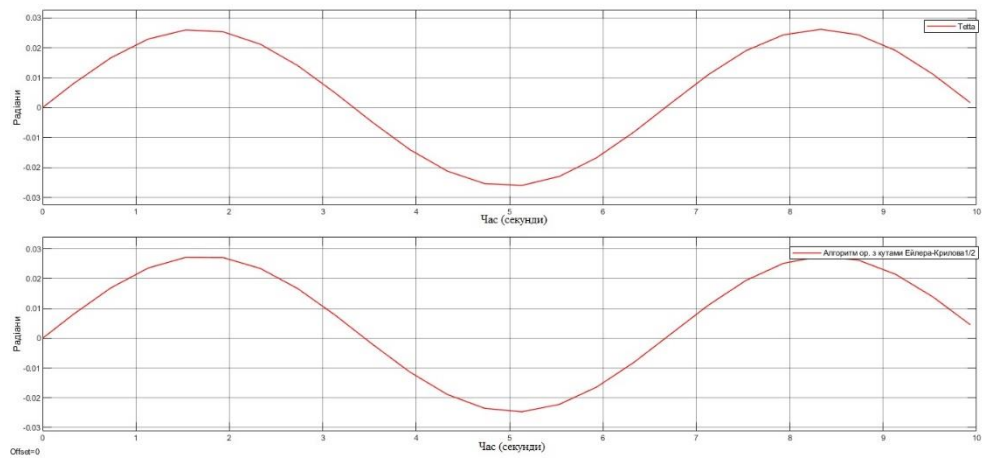


Рис.3.15 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

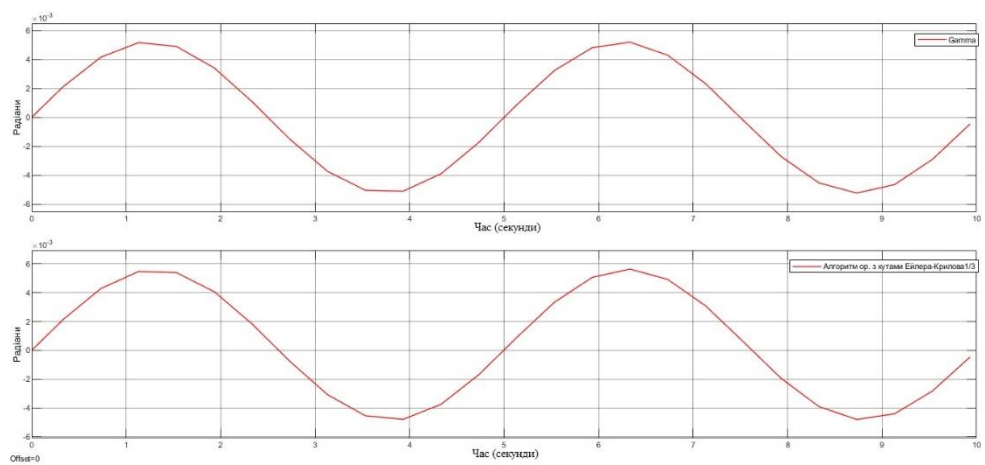


Рис.3.16 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При порівнянні вхідних і вихідних значень кутів на графіках рис.3.14, рис.3.15, рис.3.16, відмінностей не знайдено.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 100 секундах: рис.3.17, рис.3.18 рис.3.19..

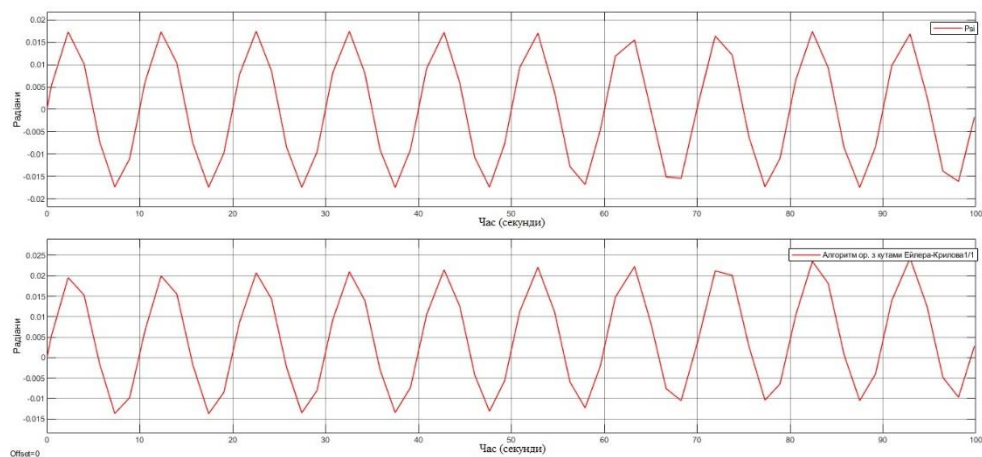


Рис.3.17 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

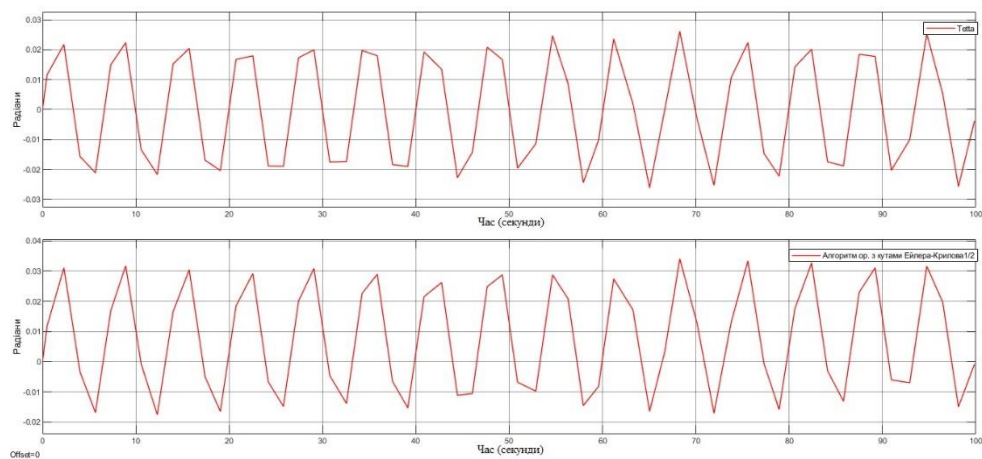


Рис.3.18 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

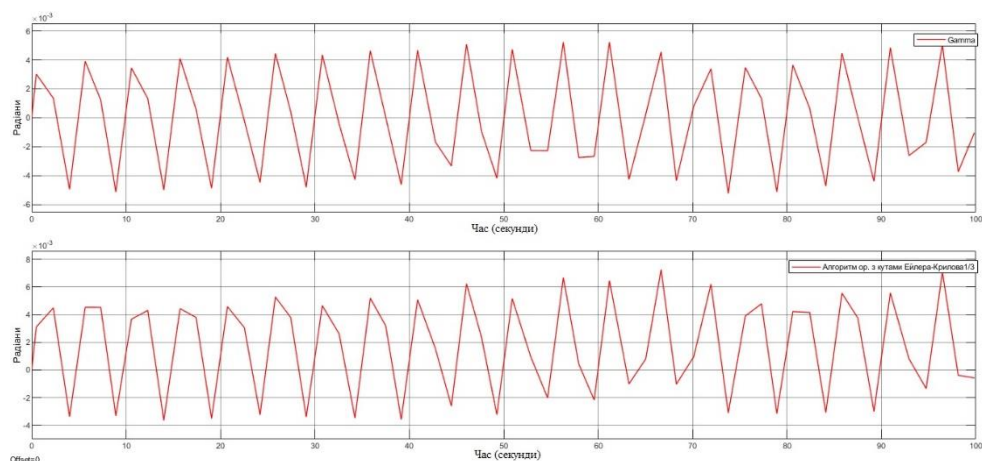


Рис.3.19 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При часі моделювання 100 секунд графіки вихідних значень кутів рис.3.17, рис.3.18, рис.3.19 мають видимі відхилення від вхідних значень.

Графіки порівняння вхідних та вихідних даних системи при 1000 секундах: рис.3.20, рис.3.21 рис.3.22..

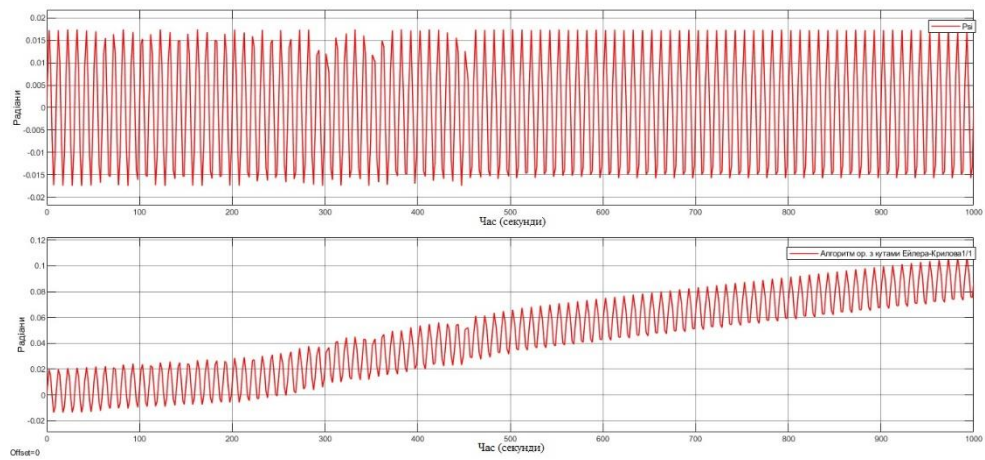


Рис.3.20 Графік вхідних та вихідних значень кута ψ

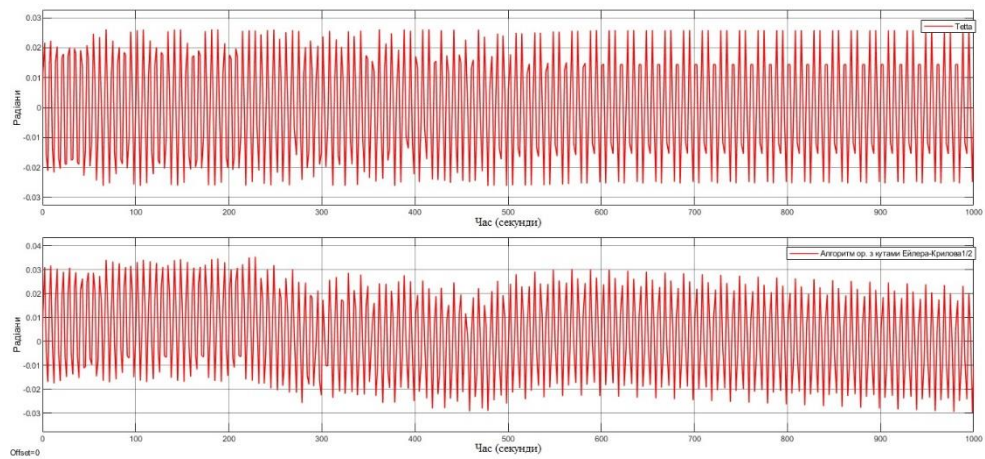


Рис.3.21 Графік вхідних та вихідних значень кута θ

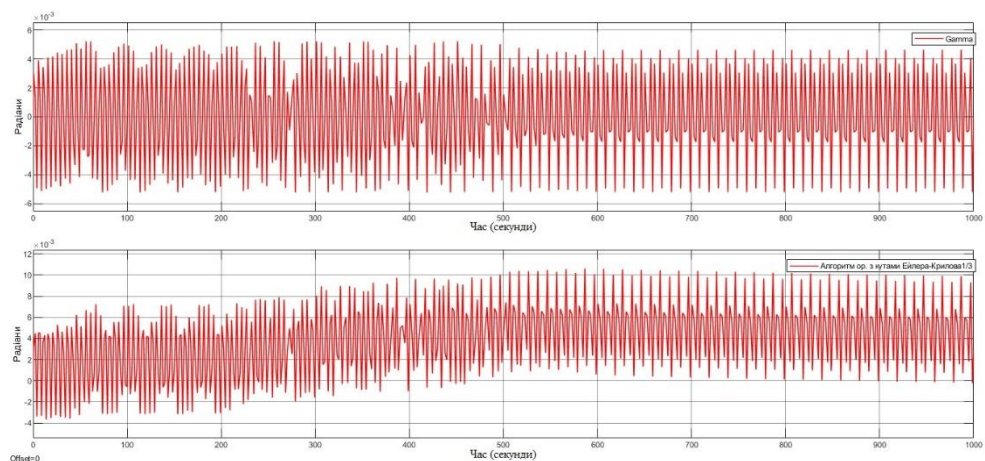


Рис.3.22 Графік вхідних та вихідних значень кута γ

При часі моделювання 1000 секунд на усіх вихідних графіках значень кутів помітні суттєві відхилення.

З моделювання робимо висновок, що зі збільшенням точності інтегрування та часу моделювання, зростає величина та початковий час відхилення.

Розглянемо графіки при початкових значеннях крену та тангажу 30° та значеннях джерел:

а)рискання (ψ): амплітуда коливань 1° , частота 0,1 Гц;

б)тангаж (θ): амплітуда коливань 1.5° , частота 0,15 Гц;

в)крен (γ): амплітуда коливань 0.3° , частота 0,2 Гц.

При часі моделювання 100 с та використанні інтегратору ode45.

На рис.3.23 представлені показання авіагоризонту:



Рис. 3.23 Віртуальний авіагоризонт

На рис.3.24, рис.3.25 представлені графіки крену та тангажу відповідно.

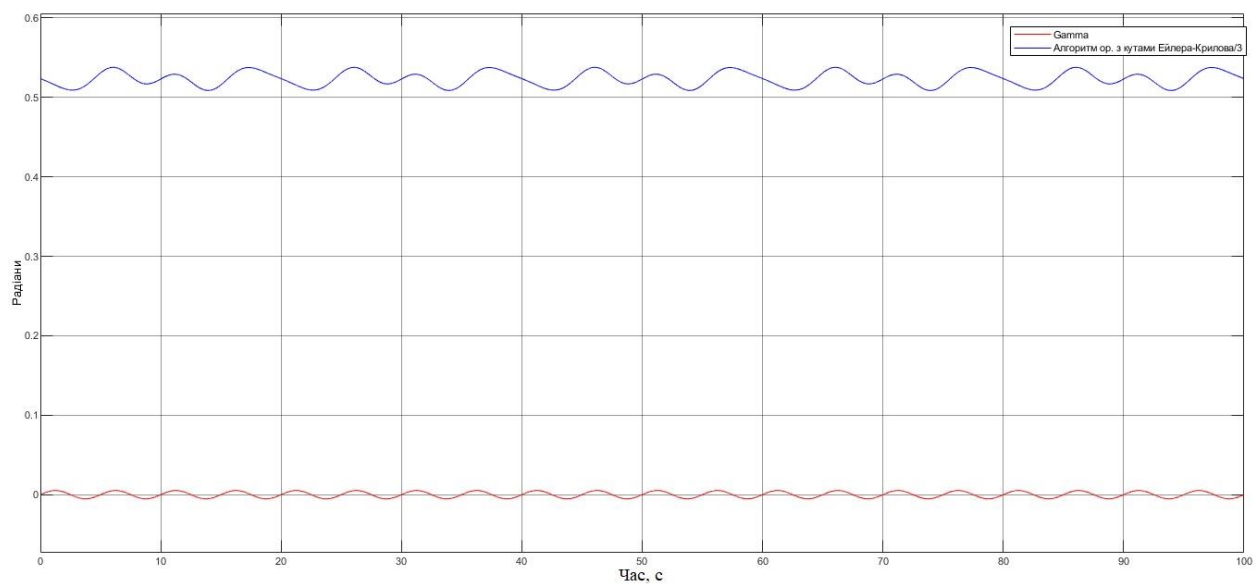


Рис.3.24 Графіки порівняння вх./вих. значень кута γ

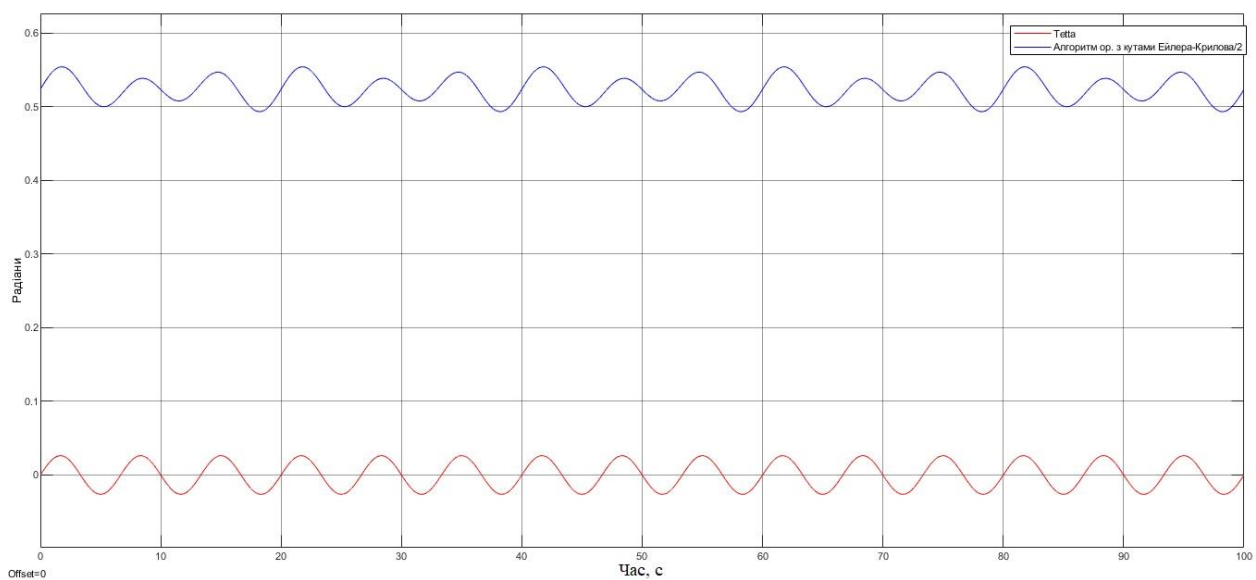


Рис.3.25 Графіки порівняння вх./вих. значень кута θ

Значення курсу представлені на рис.3.26

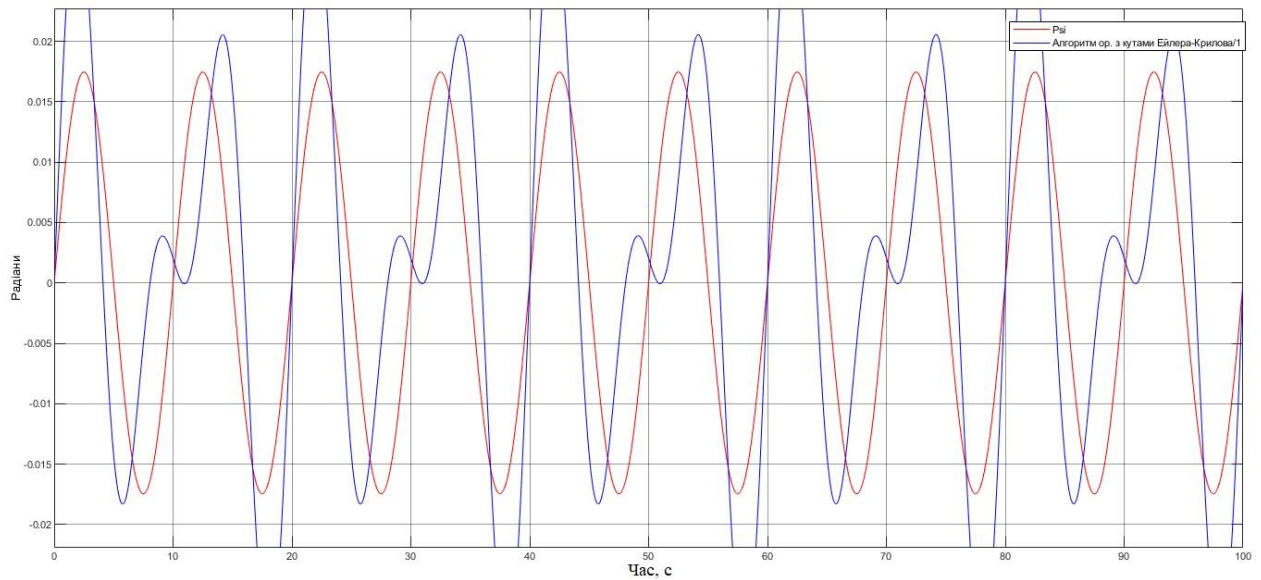


Рис.3.26 Графіки порівняння вх./вих. значень кута ψ

Тепер проведемо моделювання при початкових значеннях крену 20° та тангажу 50° та значеннях джерел:

а) ристання (ψ): амплітуда коливань 1° , частота $0,1$ Гц;

б) тангаж (θ): амплітуда коливань $1,5^\circ$, частота $0,15$ Гц;

в) крен (γ): амплітуда коливань $0,3^\circ$, частота $0,2$ Гц.

При часі моделювання 100 с та використанні інтегратору ode45.

На рис.3.27 показання віртуального авіагоризонту:



Рис.3.27 Віртуальний авіагоризонт

На рис.3.28, рис.3.29 представлені графіки крену та тангажу відповідно.

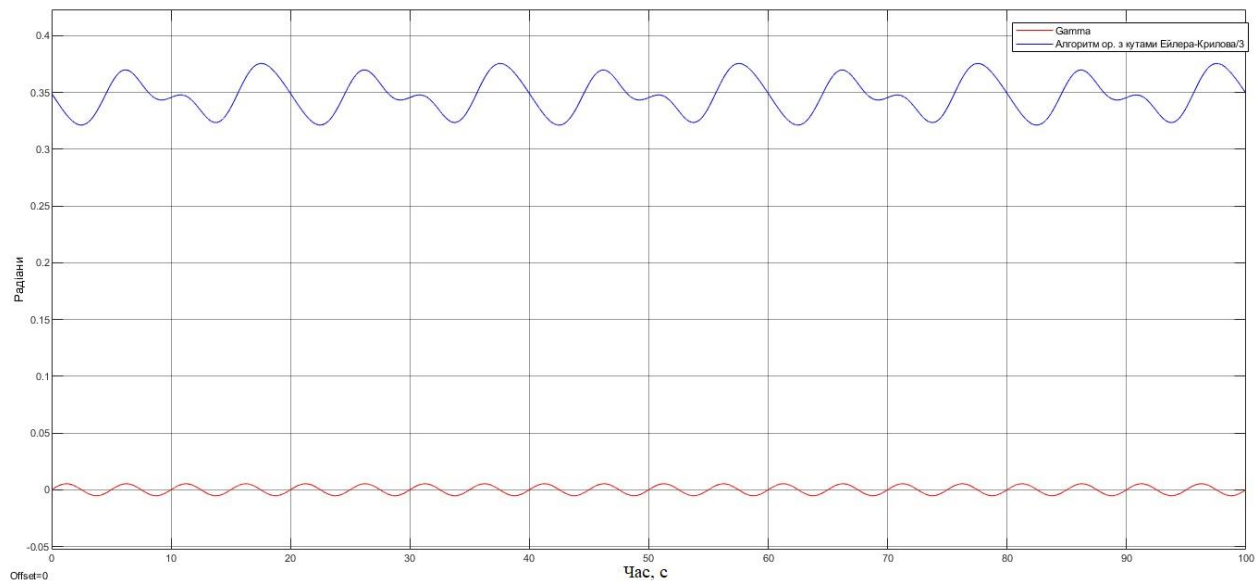


Рис.3.28 Графіки порівняння вх./вих. значень кута γ

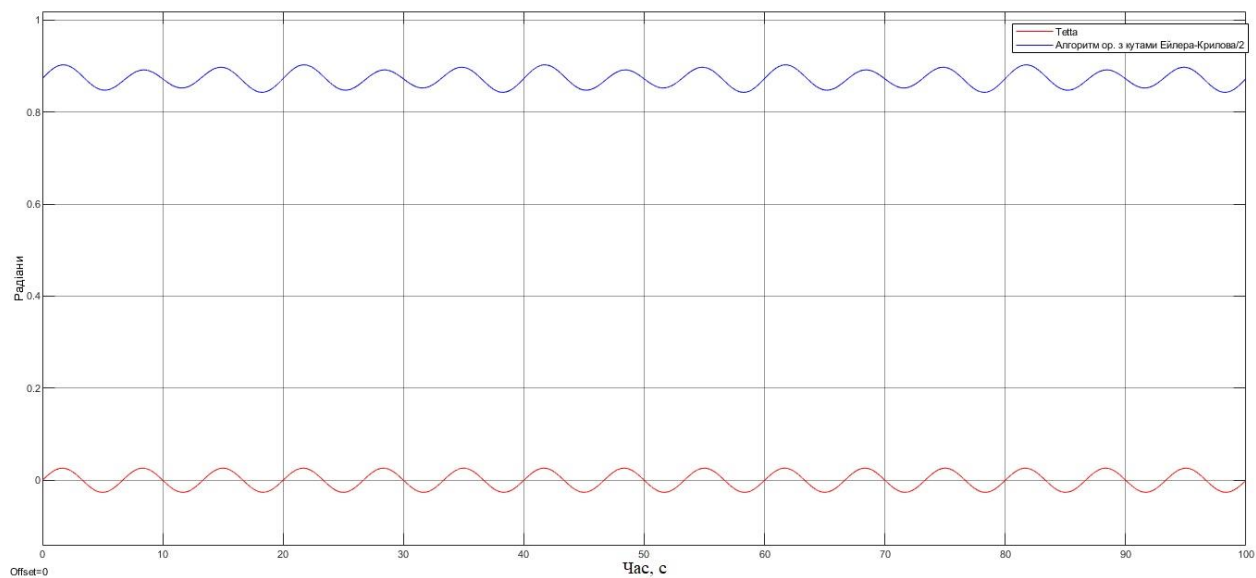


Рис.3.29 Графіки порівняння вх./вих. значень кута θ

Значення курсу представлені на рис.3.30

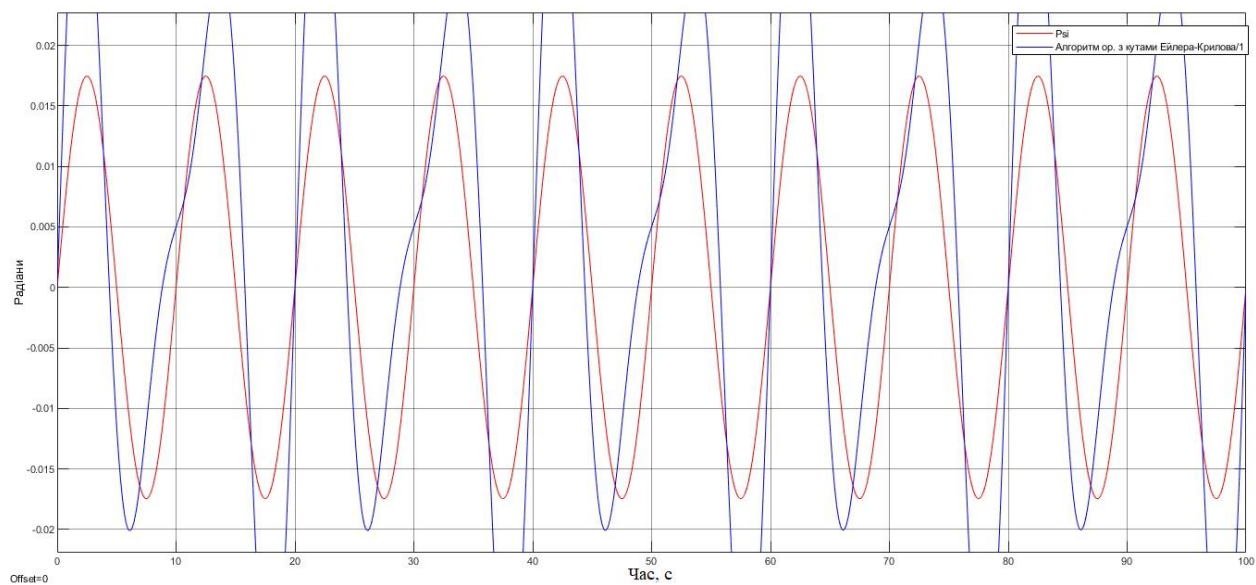


Рис.3.30 Графіки порівняння вх./вих. значень кута ψ

ВИСНОВКИ

В роботі розглянуто безкарданну курсовертикаль, її сучасний стан, сфери використання та напрямки розвитку в авіаційній техніці. Також причини виникнення безкарданих систем орієнтації та навігації, а саме поява гіроскопів на нових фізичних принципах та наведені приклади їх використання в сучасних системах орієнтації та навігації. Наведені приклади використання БКВ в перспективних розробках пов'язаних з безпіотною технологією та виведенню її на новий рівень –автоматичної орієнтації.

Виконано кінематичний розрахунок літального апарату, та складено кінематичні рівняння в кутах Ейлера-Крилова для ЛА.

Побудовано Simulink модель, системи орієнтації та навігації з кутами Ейлера-Крилова, з використанням віртуальних авіаційних пристроїв. Також проведені випробування побудованої моделі з порівнянням отриманих результатів.

Перелік посилань

1. Кивокурцев А.Л. Возможность использования перспективных датчиков для построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем нового поколения : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016 – 99 с.
2. Распопов В.Я. Гироскопы систем ориентации и навигации летательных аппаратов (аналитический обзор) : Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж, 2016 – 138с.
3. Галкина В.И. Перспективные гироскопы летательных аппаратов. LAP Lambert Academic Publishing, 2013 – 156 с.
4. Мкртчян В.И. Алгоритм бесплатформенной курсовертикали на MEMS – датчиках : Молодежный Научно-Технический Вестник. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015 – 36 с.
5. Northrop Grumman LITEF LCR-100 [Electronic Resource]. — Mode of Access:
<https://northropgrumman.litef.com/en/products-services/aircraft/product-overview-civil-aviation/lcr-100-lcr-100n.html>
6. Sonardyne International Lodestar 500 AHRS [Electronic Resource]. — Mode of Access:
<https://www.sonardyne.com/subsea-ins-ahrs-right-project>
7. Автономный блок курсовертикаль для исследования первичных алгоритмов : Евразийский Союз Ученых. Технические науки, 2016 – 108-112 с.
8. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. Гироприборы и системы. - Москва, 1988 – 424 с.
9. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор»», 2009 – 259 – 263 с.
10. Michal Okulski., Maciej Lawryriczuk Development of a High-Efficiency PitchIRoll Inertial Measurement Unit Based on a Low-Cost Accelerometer and

Gyroscope Sensors/ Warsaw University of Technology, Institute of Control and Computation Engineering, 2019 – 7 p.

11. Inertial Labs AHRS-II-P [Electronic Resource]. — Mode of Access:

<https://inertiallabs.com/products/ahrs/>

12. ООО «Текнол» КомпаНав-2М [Электронный Ресурс]. – Модифікатор доступу:

<http://www.teknol.ru/products/aviation/companav2>

13. Hyung-Jik Leel, Seul Jung, Gyro Sensor Drift Compensation by Kalman Filter to Control a Mobile Inverted Pendulum Robot System, IEEE, IEEE International Conference on Industrial Technology, 2009 – 6 p.

14. S. Sabatelli, F. Sechi, L. Fanucci, A. Rocchi, A sensor fusion algorithm for an integrated angular position estimation with inertial measurement units, Grenoble, IEEE, Design, Automation & Test in Europe, 2009 – 4 p.

15. T. C. Mallick, M. A. 1. Bhuyan, M. S. Munna, Design & implementation of an UAV (Drone) with flight data record, Dhaka, IEEE, 2016 International Conference on Innovations in Science, Engineering and Technology (ICISSET), 2016. – 58 p.

16. R. E. Kalman, A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems : Research Institute for Advanced Study, Baltimore, Md, 1960 – 12 p.

17. VectorNav Technologies VN-100 Rugged [Electronic Resource]. — Mode of Access:

<https://www.vectornav.com/products/vn-100>

18. Sonardyne International Lodestar 300 AHRS [Electronic Resource]. — Mode of Access:

<https://www.sonardyne.com/subsea-ins-ahrs-right-project>

19. VectorNav Technologies VN-100 Rugged [Electronic Resource]. — Mode of Access: <https://www.vectornav.com/products/vn-100>